

基于多设计点方法的涡轴发动机热力循环分析

郑华雷, 蔡建兵, 黄 兴

(中国航发湖南动力机械研究所, 湖南株洲 412002)

摘要: 针对航空发动机设计中涉及多性能需求和多约束条件的热力循环分析问题, 提出了多设计点热力循环分析方法。详细介绍了多设计点热力循环分析方法的构建以及求解过程, 用单设计点方法和多设计点方法对单转子燃气发生器带自由式动力涡轮的涡轴发动机进行热力循环分析, 并分析了 2 种方法得到的设计域。结果表明: 在由传统单设计点方法所获得的设计域内的某些区域, 由于性能需求和使用限制的矛盾而不可行, 而在这部分不可行区域内, 有可能包含性能最优的设计点, 从而使最优设计点不可行; 在多设计点方法分析中, 采用了多个(或所有)有性能需求和使用限制的工作状态作为其设计点, 可以在合适的工作状态选取正确的设计变量, 从而使设计域内的每一设计点都满足所有工作状态的要求。

关键词: 热力循环分析; 单设计点方法; 多设计点方法; 性能需求; 多约束条件; 涡轴发动机

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2023.01.005

Turboshaft Thermodynamic Cycle Analysis Based on Multi-Design Point Method

ZHENG Hua-lei, CAI Jian-bing, HUANG Xing

(AEEC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: A multi-design point method was developed to investigate the thermodynamic cycle analysis utilizing multiple performance requirements and multiple constraints in the aircraft engine design process. This paper illustrates the construction and solution process to perform on-design cycle analysis at more than one operating conditions. Cycle design spaces of a single rotor gas generator turboshaft engine with a free power turbine created by the two different design methods were examined. Analysis of the design space demonstrates that the conflict between technology limits and performance requirements at off design operating conditions makes some region of design space, maybe contains the optimum candidate engine, created by single design method infeasible, in the meanwhile, multi-design point method, which incorporates multiple (all) operating conditions where performance requirements and constraints are specified, can set the design variables at the appropriate operating conditions while meeting the specified performance requirements and constraints for all operating conditions.

Key words: thermodynamic cycle analysis; single design point method; multi-design point method; performance requirements; technology limits; turboshaft

0 引言

燃气涡轮发动机热力循环分析用于确定发动机的几何尺寸和全包线内的性能, 是发动机设计过程中极为重要的一环。热力循环分析在完成飞/发一体化分析、得到发动机性能需求后进行, 通过改变发动机主要热力循环参数、计算发动机性能形成 1 个设计域, 包含了 1 簇发动机热力循环参数, 分析其在非设计点性能, 在满足发动机性能需求的可行域内综合考

虑技术实现难度与优化结果, 选取、确定发动机的热力循环参数。

传统发动机热力循环分析采用单设计点理念, 单设计点热力循环分析方法(single design point method, SDP)是 1 个串行的过程, 首先选取一种工作状态作为发动机的设计点进行热力循环分析, 确定发动机在设计点的循环参数, 设计点参数确定后, 对于非变循环发动机, 若不考虑压气机导叶、尾喷管的调节手段, 发动机的几何和全包线性能也随之确定; 然后结

收稿日期: 2020-09-04 基金项目: 航空动力基础研究项目资助

作者简介: 郑华雷(1987), 男, 硕士, 工程师, 从事航空发动机总体性能设计工作; E-mail: 008zheng@163.com。

引用格式: 郑华雷, 蔡建兵, 黄兴. 基于多设计点方法的涡轴发动机热力循环分析及应用[J]. 航空发动机, 2023, 49(1): 41-46. ZHENG Hualei, CAI Jianbing, HUANG Xing. Turboshaft thermodynamic cycle analysis based on multi-design point method[J]. Aeroengine, 2023, 49(1): 41-46.

合部件特性评估其它工作状态的性能^[1-3],彭慧兰等^[4]在此基础上,考虑了0D/2D混合设计,进行了优化分析。单设计点方法的设计域只由设计点的需求决定,非设计点的需求不影响其边界,所以设计域很难满足所有状态的性能需求,这就需要反过来调整设计点参数,进行迭代。如何选取和调整设计点的热力循环参数,得到合适的设计域,需要设计人员对发动机工作特性深入理解,而且带有很大的主观性,缺乏严格的数学判据。

多设计点热力循环分析方法(Multi-Design Point Method, MDP)是1个并行的过程,在热力循环分析之初便以多种典型工作状态作为设计点,所有设计点上的所有需求和限制都会影响设计域,设计域内的每一点都严格满足所有工作状态的性​​能需求和使用限制。近些年,国外一些公开文献开始研究利用多设计点思想进行航空发动机热力循环分析。Kestner等^[5]采用多设计点的思想研究了技术限制、构型对超大涵道比涡扇(Ultra-High Bypass Ratio)发动机性能的影响;Bellocq等^[6-8]采用多设计点方法进行开式转子发动机的任务分析、循环参数选取等;Zhen Z等^[9-11]采用多设计点思想对涡扇发动机的耗油率以及尺寸等指标进行了优化;Melissa等^[12]采用多设计点思想设计了可同时用于涡扇、涡轴以及涡桨的通用核心机;Jeff等^[13-14]把多设计点方法和环境保护设计(Environmental Design Space, EDS)结合起来进行热力循环分析,使发动机同时满足性能、使用限制及污染排放、噪声等要求;上述文献仅提及多设计点方法的概念以及应用效果,对如何构建、求解等实现多设计点方法的具体做法没有披露。

本文通过以单转子燃气发生器自由涡轮式涡轴发动机为研究对象进行热力循环分析,提出了一种多设计点热力循环分析的实现方法,给出了详细的分析步骤和求解方法,并采用算例对比分析了多设计点方法与单设计点方法的实现过程和得到的设计域的差异。

1 多设计点方法及数学模型构建

针对单转子燃气发生器自由涡轮式涡轴发动机,详细说明了多设计点热力循环分析方法数学模型构建过程。发动机在各工作状态下的功率作为必须满足的性能需求,本文以耗油率进行单目标优化,不考虑质量、单位推力等因素。发动机的技术限制由当前

技术水平决定,压气机的出口压力、温度和涡轮导叶、转子叶片的金属温度一般是比较重要的技术限制,本文以高压涡轮导叶和高压涡轮转子的金属温度作为技术限制。

1.1 设计点设置

在多设计点热力循环分析方法中,选取所有典型工作状态作为设计点,然后在这些设计点中选取1个气动设计点(Aerodynamic Design Point, ADP),压气机、涡轮等部件由气动设计点的设计参数和特性图(与此部件相似的特性图或是通用特性图)确定缩放因子,进而确定部件特性,一般选取压气机换算转速最大状态作为气动设计点。涡扇发动机压气机的最高换算转速一般出现在爬升末端,但是涡轴发动机最大飞行高度一般小于9000 m,远低于涡扇发动机的,如不考虑应急状态,一般选取地面起飞状态作为气动设计点。本文定义海平面、标准天起飞(Takeoff, TO)状态作为气动设计点。

随着飞行高度以及环境温度的升高,发动机进口的空气流量减小、温度升高,进而导致发动机功率降低、热端温度升高,中国1/3以上的国土面积处于高原,因此发动机在设计之初就要考虑高温高原起飞的需求,使发动机在不超温度限制的前提下满足功率需求。本文定义典型的高温高原起飞状态(High Altitude Hot Day Takeoff, HHDTO)为 $H=4500$ m, ISA + 25 °C,与气动设计点同时作为设计点。巡航状态不体现发动机的最大能力也不作为气动设计点,在本文中作为非设计点计算。但是此状态的耗油率反映了发动机的使用成本,因此巡航状态也是发动机设计的1个关键点,在本文中作为热力循环参数分析过程中的耗油率优化工作点。

涡轴发动机的主要热力循环参数包括:(1)燃烧室出口温度 T_4 和压气机压比 O_{PR} 等,作为设计变量;(2)压气机与涡轮部件的效率、燃烧室燃烧效率、燃烧室以及通道之间的压力损失、转子机械效率等,不作为设计变量,根据技术水平或工程经验进行取值。

1.2 数学模型的构建及求解

确立多设计点及对应的设计变量后,下一步是在所有设计点建立平衡方程并求解。平衡方程和迭代变量分为2种类型:为设计人员根据性能需求、使用限制之间的关系建立的平衡方程(User defined) f_i^U 及与其对应的迭代变量 x_i^U ;为使发动机各部件之间满足

功率、流量平衡的平衡方程(engine matching) f_i^M , 以及与其对应的迭代变量 x_i^M 。式(1)为上述 2 种平衡方程以及与其对应的迭代变量。

$$\begin{aligned}
 F^U &= \begin{bmatrix} f_1^U \\ f_2^U \\ \vdots \\ f_u^U \end{bmatrix} & F^M &= \begin{bmatrix} f_1^M \\ f_2^M \\ \vdots \\ f_u^M \end{bmatrix} & F &= \begin{bmatrix} f_1^U \\ f_2^U \\ \vdots \\ f_u^U \\ f_{u+1}^{u+1} \\ f_{u+2}^{u+2} \\ \vdots \\ f_{u+M}^{u+M} \end{bmatrix} & (1) \\
 X^U &= \begin{bmatrix} x_1^U \\ x_2^U \\ \vdots \\ x_u^U \end{bmatrix} & X^M &= \begin{bmatrix} x_1^M \\ x_2^M \\ \vdots \\ x_u^M \end{bmatrix} & X &= \begin{bmatrix} x_1^U \\ x_2^U \\ \vdots \\ x_u^U \\ x_{u+1}^{u+1} \\ x_{u+2}^{u+2} \\ \vdots \\ x_{u+M}^{u+M} \end{bmatrix} & (2)
 \end{aligned}$$

把所有设计点建立的平衡方程整合成 1 个非线性方程组, 即 $FX = 0$, 利用牛顿法求解此非线性方程组进行迭代

$$X_{n+1} = X_n + F'(X_n)^{-1}F(X_n) \quad (3)$$

式中: X_n 为当前步迭代变量(向量); X_{n+1} 为下一步迭代向量; $F(X_n)$ 为当前步平衡方程组计算结果(向量); $F'(X_n)$ 为 $u + m$ 阶雅格比矩阵, 在计算雅格比矩阵时需要对各迭代变量进行求偏导

$$F'(X_n) = \frac{\partial F_i(X)}{\partial(x)_j} \quad (4)$$

由于非线性方程组无法解析表达, 不能得到偏导数的解析解, 只能得到数值解形成的雅格比矩阵, 雅格比矩阵计算完成后通过求解公式

$$F'(X_n)\delta = F(X_n) \quad (5)$$

得到的向量 δ 即为迭代步长, 其中 $\delta = F'(X_n)^{-1}F(X_n)$, 因此式(3)可写为

$$X_{n+1} = X_n + \delta \quad (6)$$

按照式(4)、(5)求解迭代步长, 然后按照式(6)进行迭代, 直至误差满足要求。非线性方程组 $FX = 0$ 包含了所有设计点的性能需求和使用限制的平衡方程、各设计点之间满足发动机部件共同工作的平衡方程, 所得到的设计域严格满足发动机在各工作状态的性

非线性方程组的方程数不等于迭代变量, 求解器需要判断进行预处理, 使方程数目与变量一致, 然后进行求解。

2 算例构建

该发动机的工作状态定义、性能要求和使用限制见表 1。其中 Cruise 为巡航状态, H 、 Ma 、 T 分别为高度、马赫数、温度, (High Pressure Turbine Nozzle Guide Vane, HNGV) 代表高压涡轮导向器, HPT 代表高压涡轮, T_{HNGV} 为高压涡轮导向器金属温度, T_{HPT} 为高压涡轮转子叶片金属温度。表 1 给出的技术限制和性能需求参数, 在后文中多设计点算例和单设计点算例都必须满足。

表 1 工作状态定义、性能需求与使用限制

状态定义	TO	HHDTO	Cruise
工作条件	$H=0$ $Ma=0$	$H=4500 \text{ m}, Ma=0$ ISA+25	$H=7000 \text{ m}$ $Ma=0.2$
功率要求/kW	2000	2000	900
使用限制		$T_{\text{HNGV}}=1333 \text{ K},$ $T_{\text{HPT}}=1280 \text{ K}$	

2.1 MDP算例的构建

多设计点方法设计点及非设计点设置见表 2。多设计点方法同时选取起飞状态 TO 和高温高原起飞状态 HHDTO 为设计点, P 为功率需求, O_{PR} 为起飞状态的设计变量, 取值范围为 12~24, T_4 为高温高原起飞状态的设计变量, 取值范围为 1600~1900 K。高压涡轮导向器与高压涡轮转子叶片金属温度为技术限制, 金属温度由燃气的温度与流量、冷却气体的温度和流量等气动参数计算得到, 计算方法详见文献[15]。

表 2 多设计点方法设计点及非设计点设置

		TO	HHDTO
设计变量	O_{PR} T_4/K	12~24	1600~1900
性能需求	P/kW	2000	1200
技术限制		$T_{\text{HNGV}}=1333 \text{ K},$ $T_{\text{HPT}}=1280 \text{ K}$	

在 2 个设计点(TO 状态和 HHDTO 状态)建立的平衡方程(包括迭代变量和平衡方程左、右侧的取值)见表 3、4。其中 W 为流量, N_1 为核心机转速, $C_{\text{ool,HNGV}}$ 和 $C_{\text{ool,HPT}}$ 为冷却高压涡轮导叶的冷却气量, R

为部件特性图的参考值,转速和 R 共同确定工作点在特性图上的位置。

表3 TO状态的平衡方程

方程类型	迭代变量	方程左侧	方程右侧
User defined	T_4	P	2000 kW
	W_{Fan}	T_{HNGV}	1333 K
	$C_{ool,HNGV}$	T_{HPT}	1280 K
	$C_{ool,HPT}$		

表4 HHDTO状态的平衡方程

方程类型	迭代变量	方程左侧	方程右侧
User defined		P	1200 kW
		T_{HNGV}	1333 K
		T_{HPT}	1280 K
engine matching	N_1	W_{HPC}	W_{HPT}
	R_{HPC}	W_{HPT}	W_{PT}
	R_{HPT}	W_{PT}	W_{NOZZLE}
	R_{PT}	压气机功率	高压涡轮功率

从表中可见,在设计点组成的非线性方程组共有8个迭代变量、10个平衡方程,无法直接求解。这是因为相关高压涡轮导向器和转子叶片金属温度的2个平衡方程在2个设计点重复出现,但是对应的冷气量($C_{ool,HNGV}$ 、 $C_{ool,HPT}$)作为迭代变量在2个设计点是不变的。无法在计算之前判断在何种工作状态的金属温度更高,求解器需要在求解过程中进行判断,非线性方程组只保留温度较高的平衡方程,最终形成8个平衡方程进行求解。

2.2 SDP算例的构建

单设计点方法设计点及非设计点的参数设置见表5,单设计点方法选取TO状态作为设计点。为了更好的比较多设计点方法设计域与单设计点方法的不同,2种方法在TO状态的 O_{PR} 取值范围一致,由气动参数计算金属温度的方法也与多设计点方法的一致。

表5 单设计点方法在设计点的参数设置

设计点(TO)	
设计变量	O_{PR} 12~24
	T_4/K 1600~1900
	$C_{ool,HNGV}$ 0.8
	$C_{ool,HPT}$ 0.65
性能需求	P/kW 2000

2种方法的不同之处,单设计点方法在设计点计算时需要先给定流向高压涡轮的冷却气量($C_{ool,HNGV}$ 、

$C_{ool,HPT}$)和燃烧室出口温度 T_4 ,而在多设计点方法中,这2个变量为迭代变量。

本节主要对多设计点算例MDP与单设计点算例SDP设计域的不同及分析其原因,并比较2种方法的优劣。如无特殊说明,图例中的总压比 O_{PR} 为起飞状态的设计变量,耗油率 s_{fc} 为巡航状态耗油率,功率 P 为起飞状态推力, T_4 为高温高原起飞状态下的燃烧室温度, T 为最高金属温度。

MDP和SDP的巡航耗油率对比如图1所示。从图中可见,SDP与MDP的耗油率均随总压比的提高而降低,当压比较高时,采用SDP方法得到的耗油率低于MDP方法的。但实际上由于单设计点方法的冷气量为假设值,有可能导致高压涡轮导向器和转子叶片超过使用限制,使设计域的一部分不可行。

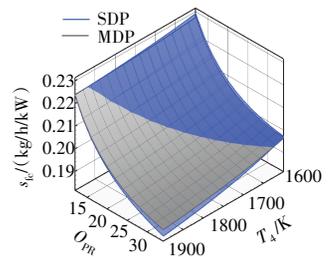


图1 MDP和SDP的巡航耗油率对比

采用多设计点方法和单设计点方法得到的高压涡轮导向叶片和转子叶片的金属温度对比分别如图2、3所示。从图中可见,采用多设计点方法得到的高压涡轮导叶金属温度总是严格等于1333 K,高压涡轮转子叶片金属温度总是严格等于1280 K;而采用单设计点方法得到的高压涡轮导叶金属温度为1200~1450 K,高压涡轮转子叶片金属温度为1150~1375 K,超过了涡轮金属温度的使用限制。

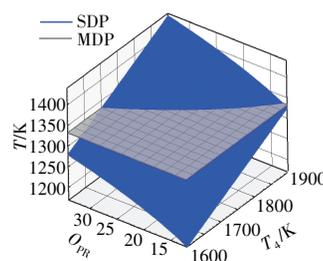


图2 高压涡轮导向叶片金属温度对比

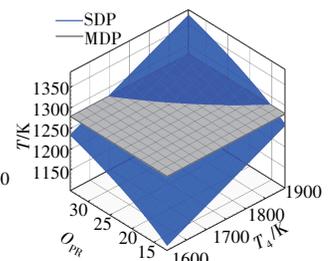


图3 高压涡轮转子叶片金属温度对比

采用多设计点方法与单设计点方法得到的高压涡轮冷却气量的对比如图4所示。从图中可见,多设计点方法流向涡轮的冷却气量随着HHDTO状态 T_4 以及TO状态压比的升高而增大,这是由于HHDTO状态 T_4 的升高会造成燃气温度的升高,TO状态压比

的升高会造成冷却气温度的升高,为使金属温度保持恒定,必须增大冷却气量。

本文为了简化分析,采用单设计点方法在循环分析时冷却气量不随温度和压比变化,而在实际循环分析中,一般会根据工程经验,根据设计点 T_4 给不同的冷却气量,但是冷却气量仍在设计点计算之初给定,HHDTO 状态的金属温度很难完全满足技术限制。

从图 2~4 的分析可以得到以下结论:由于单设计点方法需要在设计点计算之前给定(假设)冷却气量,无法使金属温度严格满足使用限制,使设计域的一部分区域由于使用了过多的冷气量,从而使金属温度低于限制值,造成了性能浪费,另一部分区域由于金属温度高于限制值造成了设计域的不可行;多设计点方法的冷却气量为平衡方程组的迭代变量,是随着设计变量(HHDTO 状态的 T_4 和 TO 状态的 O_{PR})变化的,每组设计变量都会迭代计算得到冷却气量,使多设计点方法的设计域总是严格满足金属温度的使用限制。

单设计点方法和多设计点方法在 TO 状态的 T_4 对比如图 5 所示。在循环分析时,单设计点方法选取 TO 状态为设计点,因为在计算之初需要给定 T_4 ,在本文中给定 TO 状态的 T_4 (“ T_{4_TO} ”的坐标轴)等于 HHDTO 状态的 T_4 (“ T_4 ”的坐标轴);多设计点方法同时选取 TO 状态和 HHDTO 状态作为设计点,其中 HHDTO 状态的 T_4 为设计变量,TO 状态的 T_4 为迭代变量,多设计点迭代计算得到 TO 状态的 T_4 小于 HHDTO 状态的 T_4 ,这就导致 HHDTO 状态起飞功率的对比,如图 6 所示。单设计点方法假设的 TO 状态的 T_4 大于多设计点方法的,2 种方法在 TO 状态的功率一致,意味着单

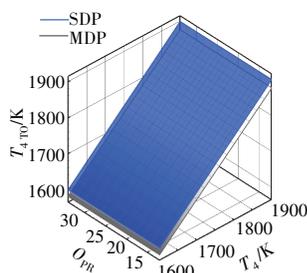


图 5 TO 状态 T_4 的对比

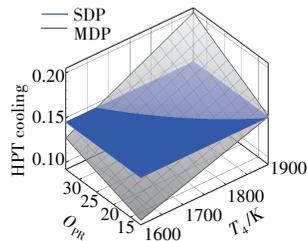


图 4 高压涡轮总冷却气量的对比

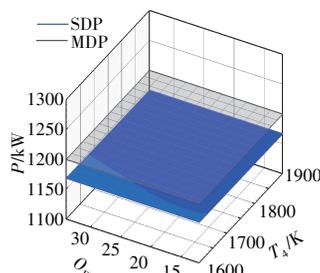


图 6 HHDTO 状态起飞功率的对比

设计点方法在 TO 状态的空气流量小于多设计点的,2 种方法在 HHDTO 状态的 T_4 一致,从而使单设计点方法得到的 HHDTO 状态功率不满足设计需求。

从对图 5、6 进行分析可知,单设计点方法在计算 TO 状态时假设的 T_4 偏高,从而使发动机流量偏小,导致了 HHDTO 状态的功率不足;多设计点方法在 TO 状态的 T_4 是随着设计变量(HHDTO 状态的 T_4 和 TO 状态的 O_{PR})变化的,使多设计点方法的设计域总是严格满足金属温度的使用限制。

3 结论

详细介绍了多设计点热力循环分析的构建、求解过程,利用单设计点方法和多设计点方法算例对同一单转子燃气发生器带自由涡轮式涡轴发动机的设计问题进行计算分析,结果表明:

(1) 单设计点热力循环分析方法由于需要在分析计算之初对某些参数(本文中的冷却气量与 TO 状态的 T_4)假设给出,得到设计域有可能不满足非设计点的性能需求,即使调整设计点循环参数的值,也无法得到 1 个像多设计点方法那样满意的可行域;

(2) 多设计点方法可以把所有有要求的工作状态作为设计点,同时考虑所有部件的技术限制,保证了形成的设计域总是严格满足所有的性能需求和技术限制,又不造成性能浪费;当某一工作状态的性能需求调整时,多设计点方法设计域会相应的变化,使设计域总是满足设计要求,使热力循环分析过程更加精细、高效。

参考文献:

- [1] Cohen H, Rogers G F C, Saravanamuttoo H I H. Gas turbine theory[M]. 6th Edition. Harlow: Pearson Education Ltd, 2009: 187-271.
- [2] Walsh P P, Fletcher P. Gas turbine performance[R]. Second Edition. Oxford: Blackwell Science. Ltd, 2004: 292-443.
- [3] Boyce M P. Gas turbine engineering handbook[M]. Third Edition. Oxford: Butterworth Heinemann, 2006: 178-190.
- [4] 彭慧兰, 舒杰, 葛宁. 涡桨发动机总体性能优化设计[J]. 航空发动机, 2018, 44(5): 31-36.
PENG Huilan, SHU Jie, GE Ning. Optimum design of turboprop overall performance[J]. Aeroengine, 2018, 44(5): 31-36. (in Chinese)
- [5] Kestner B K, Schutte J S, Gladin J C, et al. Ultra-high bypass ratio engine sizing and cycle selection study for a subsonic commercial aircraft in the N+2 timeframe[R]. ASME 2011-GT-45370.
- [6] Bellocq P, Sethi V, Cerasi L, et al. Advanced open rotor performance modelling for multidisciplinary optimization assessments[R]. ASME

- 2010-GT-22963.
- [7] Perullo C A, Tai J C M, Mavris D N. Effects of advanced engine technology on open rotor cycle selection and performance[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines & Power*, 2013, 135 (7) : 071204-1-071204-9.
- [8] Hendricks E S. Development of an open rotor cycle model in NPSS using a multi-design point approach[R]. NASA-TM-2011-217225.
- [9] Zhen Z C, Zi H W, Xiao K L, et al. A multiple-design-point approach for reliability-based design optimization[J]. *Engineering Optimization*, 2018, 51(5) : 1-21.
- [10] Lehmann E A. Multiple application core engine: sizing and usage criteria[J]. *Journal of Aircraft*, 2015, 17(11) : 802-809.
- [11] Guynn M D, Berton J J, Fisher K L, et al. Engine concept study for an advanced single-aisle transport[R]. NASA-TM-2009-215784.
- [12] Melissa J H, Christopher P, Dimitri N M. Common core engine design for multiple applications using a concurrent multi-design point approach[R]. AIAA-2014-3443.
- [13] Jeff S, Jimmy C T, Dimitri N M. Multi-design point cycle design incorporation into the environmental design space[R]. AIAA - 2012-3812.
- [14] Claus R W, Evans A L, Follen G J. Multidisciplinary propulsion simulation using NPSS[R]. AIAA-1992-4709.
- [15] Gauntner J W. Algorithm for calculation turbine cooling flow and the resulting decrease in turbine efficiency[R]. NASA-TM-1980-81435.

(编辑:程海)